全动平尾颤振关键设计因素研究

张桂江，刘钟坤，胡家亮，胡鑫，高一地

（沈阳飞机设计研究所，110035 沈阳）

摘　要：全动平尾颤振设计是战斗机设计中的重要环节，全动平尾的颤振包线直接决定飞机的飞行包线。建立了适用于结构动力学及颤振分析的全动平尾仿真模型，针对全动平尾气动布局与结构布局，通过仿真分析，提炼了全动平尾颤振关键设计因素，包括前缘后掠角、气动力面积分布、尾梁支承刚度、大轴刚度、大轴位置、作动系统刚度、翼面质量分布等，利用数值仿真计算，获得不同设计因素与平尾颤振速度之间的关系，指出各因素对于提高平尾颤振速度的设计趋势以及对结构重量的利弊。通过缩比模型的风洞试验验证了各参数对平尾颤振影响的正确性，综合数值计算与缩比模型的风洞试验总结出的全动平尾颤振关键设计因素可为飞机平尾总体布局设计提供参考。

关键词：全动平尾；颤振设计；缩比模型；数值计算；风洞试验

中图分类号：V211.7　　**文献标志码**：A　　**DOI**：10.11776/j.issn.1000-4939.2023.01.010

Study on key design factors of all-movable horizontal tail flutter

ZHANG Guijiang, LIU Zhongkun, HU Jialiang, HU Xin, GAO Yidi

(Shenyang Aircraft Design & Research Institute, 110035 Shenyang, China)

Abstract: All-movable horizontal tail flutter design is an important part in the overall design of fighters. The flutter envelope of all-movable horizontal tail directly determines the flight envelope of the aircraft. A finite element model of all-movable horizontal tail for structural dynamics and flutter is established. According to aerodynamic layouts and structural layouts, the key flutter design factors have been extracted, including the leading edge sweep angle, aerodynamic area distribution, empennage support stiffness, spindle stiffness, location of spindle, control stiffness, and mass distribution. By means of numerical simulation, the relationship between different design factors and flutter speed is obtained. The design trend of improving flutter velocity of all-movable horizontal tail and the advantages and disadvantages of these factors on structure weight are pointed out. The wind tunnel tests on a scaled model verify the correctness of the effects of various parameters on all-movable horizontal tail flutter. The numerical calculations of flutter and wind tunnel tests are analyzed. The results show that the flutter design parameters are effective and can be used as the key factors in flutter design of all-movable horizontal tail.

Key words: all-movable horizontal tail; flutter design; scaled model; numerical calculation; wind tunnel test

收稿日期：2022-04-23　　**修回日期**：2022-06-06

基金项目：国家自然科学基金资助项目(No.91330206)

通信作者：张桂江，高级工程师。E-mail：nwpuzgj@126.com

引用格式：张桂江，刘钟坤，胡家亮，等．全动平尾颤振关键设计因素研究[J]．应用力学学报，2023，40(1)：73-80.

ZHANG Guijiang, LIU Zhongkun, HU Jialiang, et al. Study on key design factors of all-movable horizontal tail flutter[J]. Chinese journal of applied mechanics, 2023, 40(1): 73-80.

先进战斗机结构广泛使用高强度材料,结构重量相比全机重量系数逐步降低,因此,飞机机体结构的相对柔性增大,颤振特性对飞机性能的影响相应凸显,飞行器颤振起因于非定常空气动力、结构弹性恢复力、惯性力的相互耦合,强耦合甚至会直接造成飞行器发散破坏[1-4],颤振耦合现象在全动平尾上更为明显,而全动平尾由于在气动、操纵性能上的高效又经常出现在新一代战斗机布局中,因此,全动平尾颤振设计是飞行器设计必须解决的重要环节。

美国 F-117 飞机曾发生过全动垂尾颤振而导致飞机坠毁,F-15 战斗机也为了应对全动平尾的颤振问题而在平尾翼根前缘采用"犬齿"(Dogtooth)的设计方式[5],而 F-22 战斗机平尾为了满足颤振需求,在翼尖区域将 ±45°复合材料铺层增加至 20 层[6-8],战斗机平尾翼尖前缘施加配重也是解决颤振问题常用的手段。

全动平尾结构在新一代战斗机设计中主要为直轴式或斜轴式,由于全动平尾颤振问题关系到飞机设计的成败,亟需探究全动平尾颤振设计关键因素。文献[9-11]论述了飞翼结构、复合材料前掠翼、大型飞机机翼翼梁的颤振参数与优化设计。全动平尾在飞机全设计阶段也需监控颤振特性,并具体给出结构更改设计方案。

李秋彦等[12]总结了全动垂尾颤振特性的主要影响因素,并给出了鸭翼颤振设计的关键环节;张桂江等[13]采用工作流软件将多学科综合优化设计理念应用到平尾结构的颤振设计中,并取得理想的设计效果。钱卫等[14]总结了全动平尾颤振机理,并论述了平尾低速风洞试验与跨声速风洞试验技术。

本研究以全动平尾结构为研究对象,依托有限元仿真分析与缩比模型风洞试验,研究全动平尾颤振关键设计因素,从气动布局方面解析出前缘后掠角与四边气动力面积两个关键因素,从结构布局方面解析出尾梁支承刚度、大轴刚度、大轴位置、作动系统刚度、质量分布等设计因素,同时开展平尾缩比模型的风洞试验,对上述平尾颤振关键设计因素进行试验研究。

1　全动平尾颤振分析方法与特征

1.1　全动平尾数值分析模型

应用有限元素法,在 MSC. Patran 软件环境中建立全动平尾的结构动力学有限元仿真模型,全动平尾包括刚度模型与质量模型,平尾支承于后机身尾梁结构上,有限单元包括 SHELL 元、ROD 元、MASS 元、MPC 多点约束单元,模型需要调试边界条件与连接关系,图 1 为全动平尾的结构动力学有限元仿真模型。

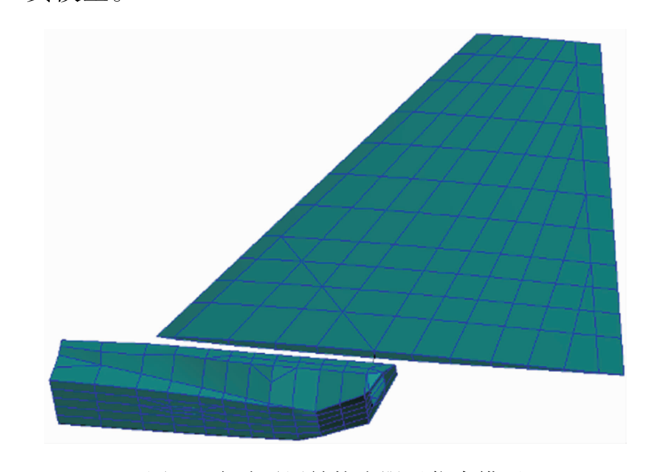


图 1　全动平尾结构有限元仿真模型

Fig. 1　Finite element model of all-movable horizontal tail

1.2　模态-颤振分析方法

采用 MSC. Nastran 的 Lanczos 方法对结构进行模态计算,得到平尾颤振分析所需的弯曲与旋转模态[15],模态分析的广义特征值方程为

$$(\boldsymbol{K}-\lambda \boldsymbol{M})\boldsymbol{\varphi}=0 \qquad (1)$$

其中:$\boldsymbol{K}$ 为系统刚度矩阵;$\boldsymbol{M}$ 为系统质量矩阵;$\boldsymbol{\varphi}$,λ 分别为系统的特征向量与特征值。

基于全动平尾的模态仿真计算结果,施加平尾不可压流非定常气动力,不可压流非定常气动力应用偶极子格网法求解,频域下的颤振方程为

$$\left(\bar{\boldsymbol{M}}\omega^2-\bar{\boldsymbol{K}}+\frac{1}{2}\rho V^2\bar{\boldsymbol{A}}(i\omega)\right)\bar{\boldsymbol{q}}=0 \qquad (2)$$

其中:ω 是颤振频率;$\bar{\boldsymbol{M}}$是广义质量矩阵;$\bar{\boldsymbol{K}}$是广义刚度矩阵;ρ 是空气密度;V 是来流速度;$\bar{\boldsymbol{A}}(i\omega)$为广义空气动力系数矩阵;$\bar{\boldsymbol{q}}$为广义位移列阵。当且仅当特征行列式为零时颤振方程有解,即

$$\det\left(\bar{\boldsymbol{M}}\omega^2-\bar{\boldsymbol{K}}+\frac{1}{2}\rho V^2\bar{\boldsymbol{A}}(i\omega)\right)=0 \qquad (3)$$

应用 p-k 法求解,通过 k 与 p 的迭代,即可得到颤振速度与颤振频率,其中频率算子 $p=\gamma k+ik$,k 为减缩频率,γ 为阻尼比,且

$$\gamma=\frac{1}{2\pi}\ln\left[\frac{h\left(t+\frac{2\pi}{\omega}\right)}{h(t)}\right] \qquad (4)$$

其中 h 为系统任意运动幅值。

1.3 模态-颤振分析结果

全动平尾结构的弯曲模态与旋转模态如图 2、图 3 所示。

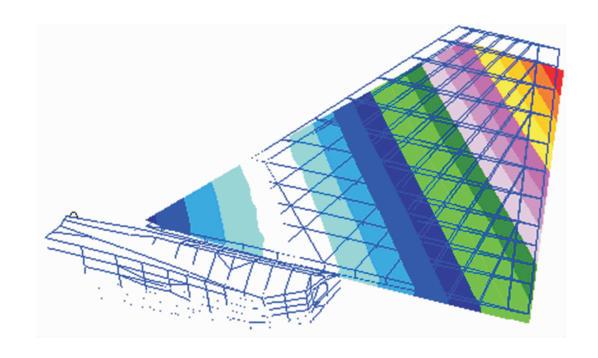


图 2 全动平尾结构弯曲模态

Fig. 2 Bending mode of all-movable horizontal tail

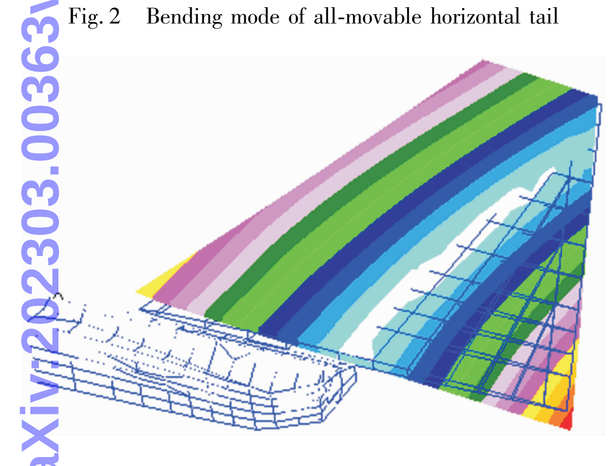


图 3 全动平尾结构旋转模态

Fig. 3 Rotation mode of all-movable horizontal tail

全动平尾颤振计算结果风速-阻尼曲线与风速-频率曲线如图 4、图 5 所示。颤振结果显示全动平尾的颤振形态为典型的弯曲与旋转耦合，颤振分支为旋转模态。

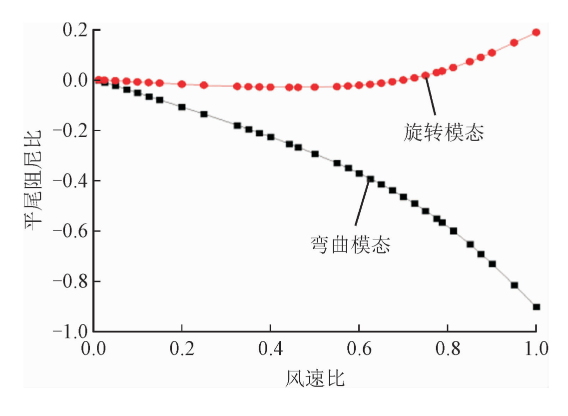


图 4 颤振计算风速-阻尼曲线

Fig. 4 Flutter analysis velocity-damping plot

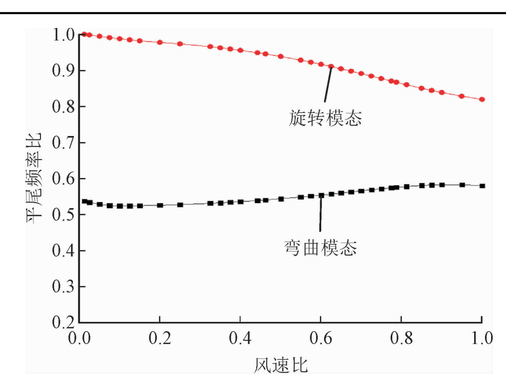


图 5 颤振计算风速-频率曲线

Fig. 5 Flutter analysis velocity-frequency plot

2 全动平尾结构颤振关键参数

在全动平尾初步设计时，首先考虑的是飞机总体及空气动力，然后通过静强度指标进行结构尺寸设计，在进行静强度设计时很难兼顾颤振特性，通常新机总体设计指标与全动平尾的颤振设计存在着矛盾冲突。本研究针对气动布局参数与结构布局参数，分析各种参数与平尾颤振之间的关系，同时给出平尾颤振设计的关键因素。

2.1 颤振气动布局设计参数

在方案设计阶段，依据全动平尾结构的原始方案，从气动力布局与结构受力布局着手，解析出影响颤振的主要因素，气动力布局主要包括下述两方面。

1）前缘后掠角

全动平尾结构的前缘后掠角不但影响平尾的非定常气动力分布，还会影响结构的动力学模态特征，平尾的弯曲与旋转两阶模态的频率与振型节线都会随之变化。

针对前缘后掠角这一设计参数，作了如下研究。保证翼面投影面积、展长、翼尖弦长、翼根弦长以及翼面总重一致的前提下，构建如图 6 所示 3 个不同构型的全动平尾仿真模型（前缘后掠角分别为 40°、50°、60°），图 7 表明了前缘后掠角与颤振速度之间的对应关系。

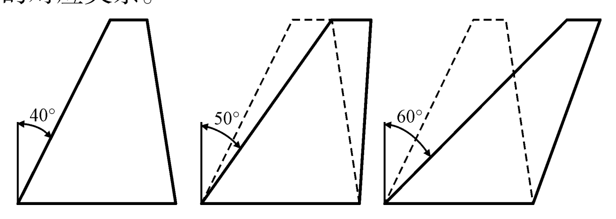


图 6 不同后掠角的平尾构型

Fig. 6 Configuration with different sweep angles

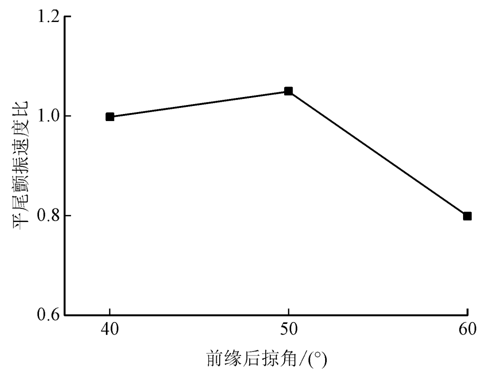


图 7 前缘后掠角与颤振速度的关系

Fig. 7 Relationship between leading edge sweep angle and flutter speed

2)全动平尾四边平面投影面积

固定全动平尾的模态特征,改变全动平尾前缘、后缘、翼尖、翼根 4 个方向的平面投影面积(图 8),通过改变全动平尾平面投影面积,研究气动力面积与平尾颤振之间的关系,图 9 为各方向平面投影面积与颤振变化曲线。计算表明,在全动平尾前缘、翼尖、翼根方向增大气动力面积,对颤振不利;在全动平尾后缘方向增加气动力面积,则对颤振有利。

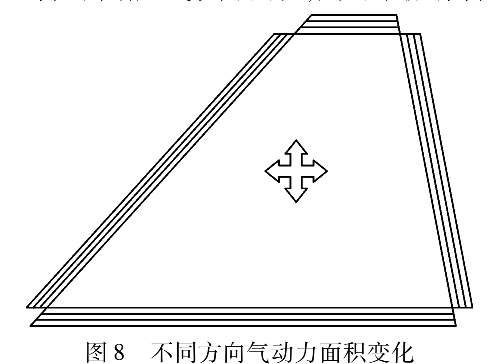


图 8 不同方向气动力面积变化

Fig. 8 Change of aerodynamic area in different directions

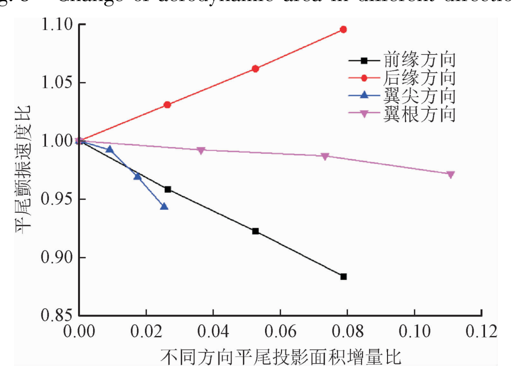


图 9 不同方向平面投影面积与颤振变化曲线

Fig. 9 Relationship between aerodynamic area in different directions and flutter speed

2.2 颤振结构布局设计参数

初步设计阶段后期需要对影响全动平尾颤振特性的结构参数进行详细分析与设计,主要影响因素包括平尾及支撑部件的刚度、平尾的惯性特性、大轴位置、作动系统刚度等。

1)支承部件的刚度

全动平尾连接在后机身尾梁上,尾梁的支承刚度直接影响全动平尾的弯曲与旋转模态。改变尾梁的抗扭刚度,得到全动平尾的弯曲与旋转频率规律(图 10),颤振速度变化规律如图 11 所示。分析结果显示:全动平尾的弯曲与旋转频率会随着机身尾梁支承部件抗扭刚度的增大而提高,但幅度越来越小,会趋近于固定值;而颤振速度变化规律为先升后降。

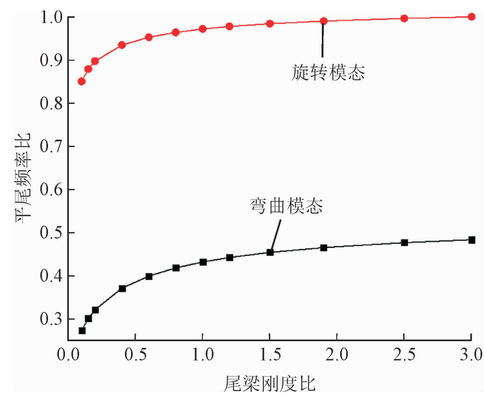


图 10 尾梁刚度对频率的影响

Fig. 10 Relationship between empennage boom stiffness and frequency

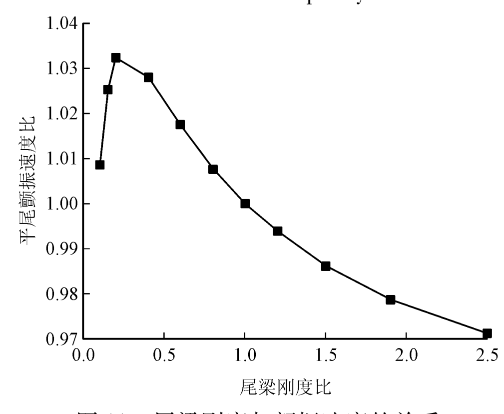


图 11 尾梁刚度与颤振速度的关系

Fig. 11 Relationship between empennage boom stiffness and flutter speed

2)大轴刚度

对于直轴式或斜轴式全动平尾,其所受到的气动力与惯性力会通过大轴直接传递到机身上,大轴的刚度水平会直接影响全动平尾结构的颤振特性,图 12 为变大轴刚度的全动平尾结构颤振计算结果。计算结果显示,提高大轴刚度对颤振有利。然而大轴在设计时为满足静强度设计要求,通常会选用高

强度的钢质材料，所以大轴的材料密度会比较大。通过增加大轴刚度来提高全动平尾的颤振速度，要额外增加大轴的重量，额外增加的重量对改善颤振问题不利，所以大轴刚度的选取需要综合考虑并折衷选取。

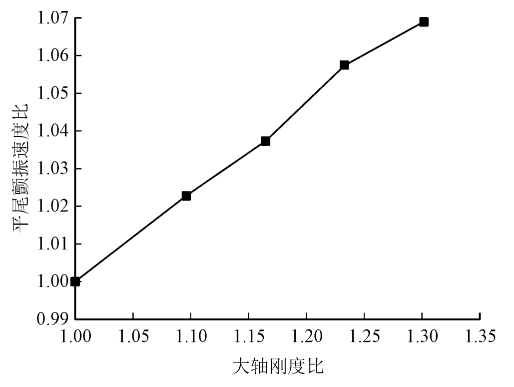


图 12 平尾大轴刚度与颤振速度的关系

Fig. 12 Relationship between spindle stiffness and flutter speed

3）大轴位置

大轴位置会直接影响全动平尾的颤振特性，示意图见图 13。图 14 所示结果表明，将大轴前移会有效提高全动平尾的颤振速度，大轴前移会直接提高全动平尾的旋转与一弯模态的频率比，且大轴前移仅改变部件位置，但不会伴随结构重量的增加。

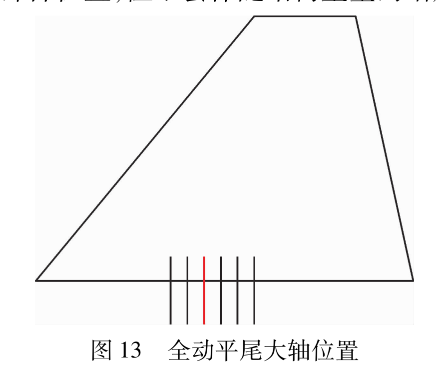


图 13 全动平尾大轴位置

Fig. 13 Spindle location of all-movable horizontal tail

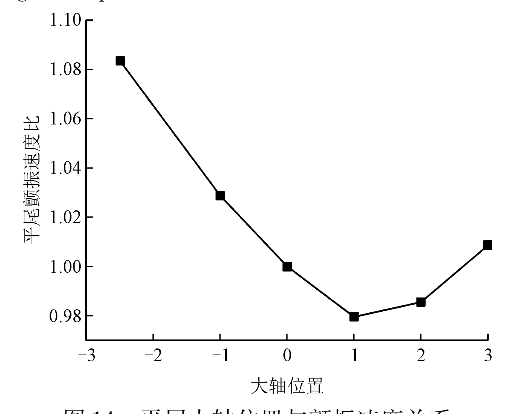


图 14 平尾大轴位置与颤振速度关系

Fig. 14 Relationship between spindle location and flutter speed

4）作动系统刚度

通过仿真计算作动系统刚度与颤振速度之间的关系（图 15），结果表明提高作动系统的刚度水平，即增加全动平尾的旋转操纵刚度，会直接提高全动平尾的旋转频率，并能有效提高全动平尾颤振速度。然而，要把这一规律应用到飞机设计中，客观上会受到现有工业技术水平的限制，即在现有技术水平基础上，继续增加作动系统刚度，可能会增加技术难度，并需额外增加作动系统的结构重量，最终的费效关系存在较大的不确定性。

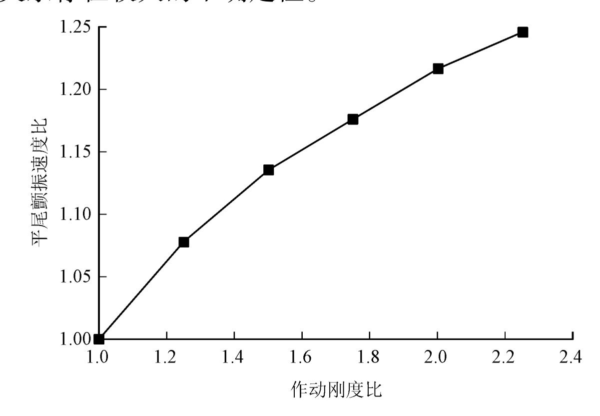


图 15 平尾作动刚度与颤振速度的关系

Fig. 15 Relationship between loop control stiffness and flutter speed

5）平尾的质量分布

在全动平尾仿真模型中进行如下变参分析：全动平尾总质量不变，改变全动平尾质量分布，使质心沿翼面弦向分别前移 10%、后移 10%，质量分布如图 16 所示，颤振速度如图 17 所示。由计算结果可知，在设计全动平尾质量分布时，若能使质心前移，可有效提高其颤振速度。

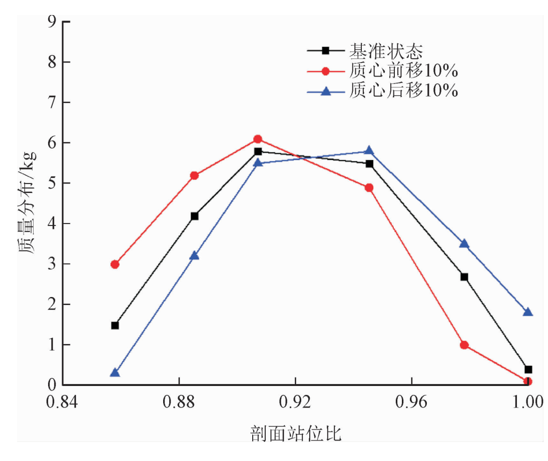


图 16 翼面质量分布

Fig. 16 Wing mass distribution

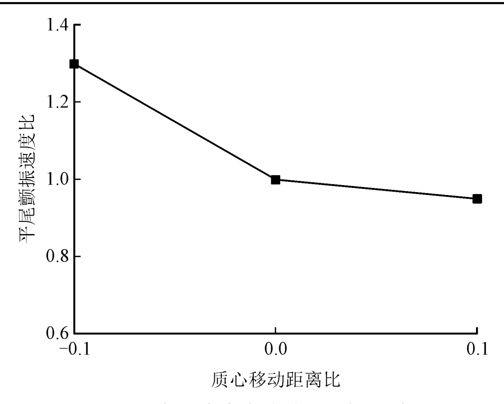


图 17 质量分布与颤振速度的关系

Fig. 17 Relationship between wing center movement and flutter speed

3 缩比试验模型及风洞试验

依据气动弹性方程的相似准则，选取与风洞匹配的基本比例尺，得到缩比试验模型的导出比例尺，设计与原飞机平尾具有动力学特性和颤振特性相似的风洞缩比模型[16-20]，由于风洞缩比模型与飞机具有相似关系，通过缩比模型的变参数试验，即可反映飞机相应参数与颤振的关系。

3.1 全动平尾缩比试验模型

低速全动平尾颤振试验模型主体结构由铝合金梁架、维形木框组成，其翼展为 750 mm，全动平尾模型底部为支撑底座，支撑底座内部装有大轴、弹簧片等相关零件，风洞缩比模型在洞壁上的安装见图 18。

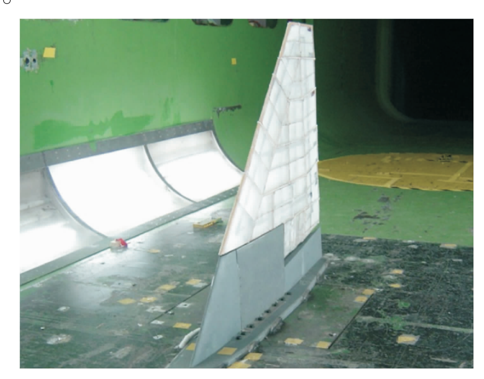


图 18 全动平尾颤振缩比试验模型

Fig. 18 Flutter test model of all-movable horizontal tail

为了开展风洞缩比模型变参数试验，全动平尾缩比模型具备可变参的功能，例如：把弹簧片设计成不同厚度，满足变作动刚度研究需求；把局部维形框设计成不同形状且方便拆卸安装的形式，满足变气动力面积研究需求；对全动平尾梁架的根部做了排孔设计，满足大轴位置移动研究需求；把大轴设计成不同的直径，满足变大轴刚度研究需求。

3.2 仿真与试验对比分析

通过缩比模型的风洞试验，得到了各项参数下平尾风洞模型的颤振速度，试验数据与仿真计算结果如图 19～23 所示。

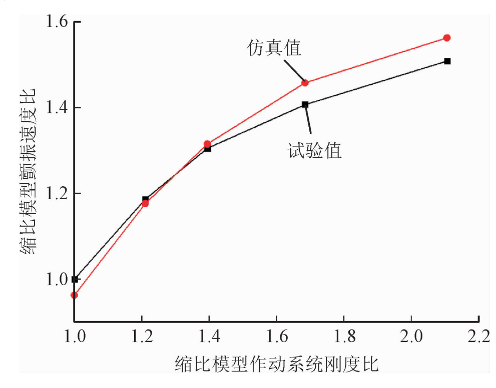


图 19 缩比模型作动系统刚度与颤振速度的关系

Fig. 19 Relationship between model control stiffness and flutter speed

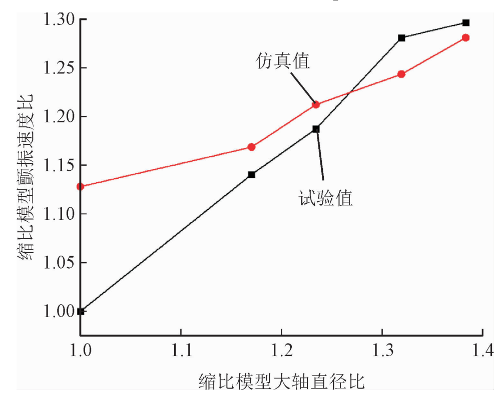


图 20 缩比模型大轴直径与颤振速度的关系

Fig. 20 Relationship between model spindle diameter and flutter speed

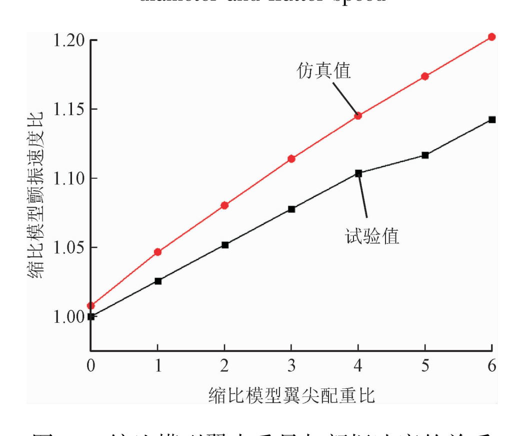


图 21 缩比模型翼尖重量与颤振速度的关系

Fig. 21 Relationship between model local weight variation and flutter speed

图 22　缩比模型大轴移动与颤振速度的关系

Fig. 22　Relationship between model spindle location and flutter speed

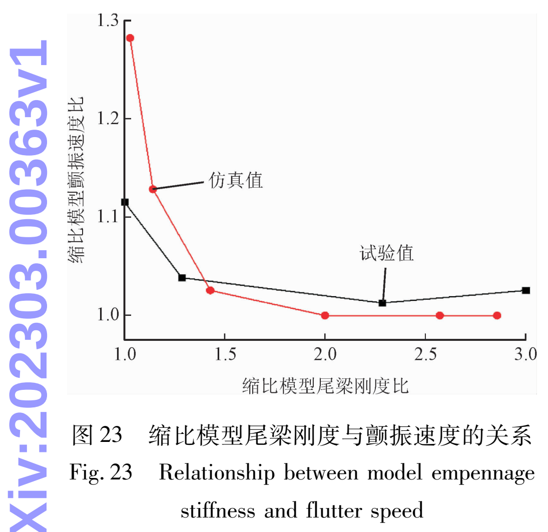


图 23　缩比模型尾梁刚度与颤振速度的关系

Fig. 23　Relationship between model empennage stiffness and flutter speed

对比分析可以得出。

1）对于作动系统刚度、大轴直径、翼尖配重、大轴位置、尾梁刚度等参数，颤振速度的试验结果与仿真结果总体规律一致。

2）由于模型试验中存在轴承、螺栓连接等非线性特征因素，同时仿真中非定常气动力也做了必要简化，不能完全模拟实际情况，因此仿真计算与试验结果存在一定误差，但误差均在12%以内。

3）随着模型作动刚度的增加，颤振速度随之增加，试验结果与仿真结果吻合度较好，最大误差为3.5%。

4）增加模型大轴直径对提高颤振速度有效，在大轴刚度系数为1.2～1.5时，试验结果与仿真结果误差较小，最大误差为3%，当大轴刚度系数为1.0时，误差为12%，此处反映出当大轴刚度较弱时，试验结果与仿真结果误差较大。

5）模型翼尖配重可提高颤振颤振速度，但试验结果要不同程度低于仿真计算结果，配重效果有所下降，误差在1%～10%之间。

6）前移大轴位置可提高颤振速度，与配重效果类似，试验结果要低于仿真计算结果，误差在3%～5%之间。

7）尾梁刚度在系数1.0～1.5之间颤振速度会有所提高，提高幅度在10%左右，其他范围对颤振速度几乎无影响。

4　结　论

1）通过全动平尾的数值仿真分析，获得了影响全动平尾颤振的气动布局关键设计参数与结构布局关键设计参数。

2）全动平尾缩比模型关键设计因素的颤振风洞试验结果与仿真结果基本一致，缩比风洞模型试验与全动平尾颤振仿真计算有机结合，可有效指导全动平尾颤振设计。

3）平尾颤振方案设计阶段，需关注前缘后掠角、平尾平面投影面积、大轴位置等总体参数，平尾颤振详细设计阶段，可优化尾梁支承刚度、大轴刚度、作动系统刚度、质量分布等结构参数。

4）在全动平尾结构动力学布局与颤振设计流程中，本研究的颤振关键设计因素可作为重点研究对象。

参考文献：

[1] FÖRCHING H W. Fundamental of aeroelasticity[M]. New York: Spring, 1974: 1-7.

[2] 赵永辉. 气动弹性力学与控制[M]. 北京：科学出版社，2007: 1-5.

[3] LIVNE E. Future of airplane aeroelasticity[J]. Journal of aircraft, 2003, 40(6): 1066-1092.

[4] 杨超，吴志刚，万志强，等. 飞行器气动弹性原理[M]. 北京：北京航空航天大学出版社，2011: 1-7.

[5] SHELTON J D, TUCKER P B. Minimum weight design of the F-15 empennage for flutter[C]//16th Structural Dynamics, and Materials Conference. Reston, VA, USA: AIAA, 1975: AIAA 1975-777.

[6] ANDERSON W D, MORTARA S. F-22 Aeroelastic design and test validation[C]//48th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference. Reston, VA, USA: AIAA, 2007: AIAA 2007-1764.

[7] RADOVCICH N, LAYTON D. The F-22 structural/aeroelastic design process with MDO examples[C]//7th AIAA/USAF/NASA/ISSMO Symposium on Multidisciplinary Analysis and Optimization. Reston, VA, USA: AIAA, 1998: AIAA 1998-4732.

[8] ANDERSON W D, MORTARA S. Maximum control surface free-

play, design and flight testing approach on the F-22[C]//48th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference. Reston, VA, USA: AIAA, 2007: AIAA 2007-1767.

[9] 杨佑绪,吴志刚,杨超. 飞翼结构构型气动弹性优化设计方法[J]. 航空学报,2013,34(12):2748-2756.
YANG Youxu, WU Zhigang, YANG Chao. An aeroelastic optimization design approach for structural configuration of flying wings [J]. Acta aeronautica et astronautica Sinica, 2013, 34(12): 2748-2756(in Chinese).

[10] 王红伟,王志瑾. 复合材料前掠翼的气动弹性优化[J]. 飞机设计,2011,31(4):24-29.
WANG Hongwei, WANG Zhijin. Aeroelastic optimization for forward-swept wing of composite materials[J]. Aircraft design, 2011, 31(4): 24-29(in Chinese).

[11] 万志强,刘东岳,唐长红,等. 大型飞机翼梁位置对气动弹性优化的影响研究[J]. 中国科学(技术科学), 2012, 42(3): 352-358.
WAN Zhiqiang, LIU Dongyue, TANG Changhong, et al. Studies on the influence of spar position on aeroelastic optimization of a large aircraft wing[J]. Scientia Sinica technologica, 2012, 42(3): 352-358(in Chinese).

[12] 李秋彦,李刚,魏洋天,等. 先进战斗机气动弹性设计综述[J]. 航空学报,2020,41(6):37-63.
LI Qiuyan, LI Gang, WEI Yangtian, et al. Review of aeroelasticity design for advanced fighter[J]. Acta aeronautica et astronautica Sinica, 2020, 41(6): 37-63(in Chinese).

[13] 张桂江,胡家亮,钱卫. 复合材料平尾颤振优化设计研究[C]// 第十一届全国空气弹性学术交流会论文集. 昆明:中国空气动力学会,中国力学学会,2009:493-497.

[14] 钱卫,张桂江,刘钟坤. 飞机全动平尾颤振特性风洞试验[J]. 航空学报,2015,36(4):1093-1102.
QIAN Wei, ZHANG Guijiang, LIU Zhongkun. Flutter characteristics for aircraft all-movable horizontal tail through wind tunnel test [J]. Acta aeronautica et astronautica Sinica, 2015, 36(4): 1093-1102(in Chinese).

[15] RODDEN W P, JOHNSON E H. MSC/NASTRAN aeroelastic analysis user's guide[M]. 68th ed. Los Angeles: MacNeal-Schwendler Corp., 1994: 7-132.

[16] 管德. 飞机气动弹性力学手册[M]. 北京:航空工业出版社,1994:215-217.

[17] 赵玲,季辰,刘子强. 高速颤振模型设计中颤振主要模态的判断[J]. 航空学报,2015,36(4):1112-1118.
ZHAO Ling, JI Chen, LIU Ziqiang. Judgment on main flutter mode in high-speed flutter model design[J]. Acta aeronautica et astronautica Sinica, 2015, 36(4): 1112-1118(in Chinese).

[18] 寇西平. 大展弦比机翼高速静气动弹性模型设计研究[D]. 绵阳:中国空气动力研究与发展中心,2013:44.

[19] 罗务揆,谭申刚,谢怀强,等. 确定颤振模型设计参数的方法研究[J]. 航空学报,2013,34(10):2383-2390.
LUO Wukui, TAN Shengang, XIE Huaiqiang, et al. Research on methods used to determine flutter model design factors[J]. Acta aeronautica et astronautica Sinica, 2013, 34(10): 2383-2390(in Chinese).

[20] 冉玉国,李秋彦,杨兴华. 静不安定飞机缩比模型跨声速颤振试验技术[J]. 四川理工学院学报(自然科学版),2017,30(1): 49-54.
RAN Yuguo, LI Qiuyan, YANG Xinghua. Review of transonic flutter test techniques for statically unstable aircraft scaled model[J]. Journal of Sichuan University of Science & Engineering(natural science edition), 2017, 30(1): 49-54(in Chinese).

(编辑　黄崇亚　张璐)